

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re the Application of

Inventors: M. VAN DE KREEKE, et al.
Application No.: New Patent Application
Filed: July 31, 2003
For: METHOD AND SYSTEM FOR CONTROLLING AN AIRCRAFT
CONTROL SURFACE

CLAIM FOR PRIORITY

Honorable Commissioner of
Patents and Trademarks
Washington, D.C. 20231

Sir:

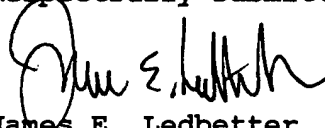
The benefit of the filing date of the following prior foreign application filed in the following foreign country is hereby requested for the above-identified application and the priority provided in 35 USC 119 is hereby claimed:

French Appln. No. 03 00612, filed January 21, 2003.

In support of this claim, a certified copy of said original foreign application is filed herewith.

It is requested that the file of this application be marked to indicate that the requirements of 35 USC 119 have been fulfilled and that the Patent and Trademark Office kindly acknowledge receipt of this document.

Respectfully submitted,



James E. Ledbetter
Registration No. 28,732

Date: July 31, 2003

JEL/apg
Attorney Docket No. L7307.03155
STEVENS, DAVIS, MILLER & MOSHER, L.L.P.
1615 L Street, NW, Suite 850
P.O. Box 34387
Washington, DC 20043-4387
Telephone: (202) 785-0100
Facsimile: (202) 408-5200



BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 18 JUL. 2003

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint Petersburg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr



26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

cerfa
N° 11354*03

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE page 1/2

BR1

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 540 • W / 210502

REMISE DES PIÈCES DATE 27 JAN 2003 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0300612 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI 21 JAN. 2003		1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE CABINET BONNÉTAT 29, Rue de Saint-Pétersbourg 75008 PARIS	
V s références pour ce dossier (facultatif) AF-725			
C nfirmation d'un dépôt par télécopie		<input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie	
2 NATURE DE LA DEMANDE		Cochez l'une des 4 cases suivantes	
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>	
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>	
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>	
<i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____ <i>ou demande de certificat d'utilité initiale</i> N° _____ Date _____			
Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____			
3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) Procédé et système de commande d'une gouverne d'aéronef.			
4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE		Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)		<input checked="" type="checkbox"/> Personne morale <input type="checkbox"/> Personne physique	
Nom ou dénomination sociale		AIRBUS France	
Prénoms			
Forme juridique		Société par Actions Simplifiée	
N° SIREN		3 9 3 3 4 1 5 3 2	
Code APE-NAF			
Domicile ou siège	Rue	316, Route de Bayonne	
	Code postal et ville	31 060 TOULOUSE	
	Pays	FRANCE	
Nationalité		française	
N° de téléphone (facultatif)		N° de télécopie (facultatif)	
Adresse électronique (facultatif)			
<input type="checkbox"/> S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»			

Remplir impérativement la 2^{ème} page



BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE
page 2/2

BR2

REMISE DES PIÈCES DATE 21 JAN 2003 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0300612 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		Réservé à l'INPI	DB 540 W / 210502
6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)			
Nom		HAUER	
Prénom		Bernard	
Cabinet ou Société		CABINET BONNÉTAT	
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel			
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Petersbourg	
	Code postal et ville	[7 5 0 0 1 8] PARIS	
	Pays	FRANCE	
N° de téléphone (facultatif)		01 42 93 66 65	
N° de télécopie (facultatif)		01 42 93 69 51	
Adresse électronique (facultatif)		cab-bonnetat@wanadoo.fr	
7 INVENTEUR (S)		Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques	
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)	
8 RAPPORT DE RECHERCHE		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)	
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>	
Paiement échelonné de la redevance (en deux versements)		Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt <input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non	
9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requis pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence): AG [] [] [] [] []	
10 SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS		<input type="checkbox"/> Cochez la case si la description contient une liste de séquences	
Le support électronique de données est joint		<input type="checkbox"/>	
La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe		<input type="checkbox"/>	
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes			
11 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire) Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI L. MARIELLO	

La présente invention concerne un procédé et un système de commande d'une gouverne d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, ladite gouverne étant montée sur un élément stabilisateur dudit aéronef.

5 Afin d'améliorer les performances (consommation de carburant, niveau de bruit, ...) d'un aéronef, sans diminuer la charge utile transportée, les constructeurs sont amenés à diminuer le plus possible la masse de l'aéronef, c'est-à-dire la masse de la structure, d'organes, d'équipements, ... dudit aéronef. A cet effet, il peut être intéressant de diminuer la
10 masse d'éléments stabilisateurs tels que la dérive, un stabilisateur horizontal ou une voilure par exemple.

 On sait qu'un élément stabilisateur d'un aéronef est dimensionné en tenant compte des efforts maximaux auxquels il est susceptible d'être soumis lors des différentes configurations de vol de cet aéronef. Par
15 conséquent, pour limiter la masse d'un tel élément stabilisateur et donc également la masse de l'aéronef, une solution est de réduire les efforts auxquels cet élément stabilisateur est susceptible d'être soumis au cours d'un vol.

 A cet effet, on connaît par exemple par le document FR-2 809
20 373 de la demanderesse, un système de commande électrique pour une gouverne de direction d'un aéronef, grâce auquel il est possible de limiter les charges latérales appliquées en manœuvre sur ladite gouverne de direction et donc de réduire le dimensionnement et la masse de cette dernière, sans pour autant réduire les qualités de vol de l'aéronef ou la sécurité de vol.
25

 Pour ce faire, ledit système de commande connu comporte :

- un palonnier actionné par le pilote et associé à un transducteur délivrant un ordre électrique de pilotage représentatif de l'action du pilote sur ledit palonnier ;
- un actionneur recevant un ordre de commande dérivé dudit ordre de pilotage et déplaçant ladite gouverne de direction autour de son axe de rotation ; et
- entre ledit palonnier et ledit actionneur, des moyens de filtrage du type passe-bas recevant ledit ordre de pilotage dudit transducteur et engendrant ledit ordre de commande pour ledit actionneur, la constante de temps desdits moyens de filtrage étant d'autant plus élevée que l'amplitude dudit ordre de pilotage correspond à une fraction plus grande de la valeur maximale de débattement de la gouverne de direction.

Ainsi, ce système de commande connu introduit, dans les ordres de pilotage au palonnier, un filtrage non linéaire qui dépend du débattement disponible pour la gouverne de direction, ce filtrage étant d'autant plus important que ladite gouverne de direction s'approche des butées limitant le débattement maximal, ce qui limite les charges appliquées à ladite gouverne et permet donc de réduire le dimensionnement et la masse de cette dernière.

Ce système de commande connu présente toutefois un inconvénient important, notamment lorsqu'il est appliqué à un avion de transport gros porteur. En effet, ce système connu nécessite un actionneur puissant et très coûteux pour pouvoir déplacer la gouverne, en raison des forces très élevées à laquelle cette dernière est soumise notamment sur un avion lourd.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour commander une gouverne d'un aéronef de manière à réduire les efforts induits auxquels est soumis un élément stabilisateur dudit aéronef, sur lequel est montée ladite gouverne.

A cet effet, ledit procédé est remarquable, selon l'invention, en ce que l'on réalise ladite gouverne sous forme d'au moins deux éléments de gouverne commandables, chacun desdits éléments de gouverne étant monté rotatif autour d'un axe pour pouvoir prendre n'importe quel angle de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement, conformément à
5 une commande, et en ce que lesdits éléments de gouverne sont susceptibles d'être commandés de façon différenciée.

Comme on prévoit au moins ainsi deux actionneurs pour déplacer la gouverne (un actionneur par élément de gouverne de ladite gouverne),
10 on peut utiliser des actionneurs moins puissants et donc moins encombrants, moins lourds et surtout moins coûteux.

Dans une première variante de réalisation préférée, pour au moins une phase de vol particulière de l'aéronef, on commande en priorité un premier desdits éléments de gouverne qui engendre un effort sur ledit
15 élément stabilisateur qui est plus faible que l'effort engendré par le second élément de gouverne pour un même angle de braquage desdits premier et second éléments de gouverne.

Ainsi, grâce à l'invention, on commande l'élément de gouverne permettant d'engendrer l'effort le plus faible sur l'élément stabilisateur, et
20 ceci au moins dans ladite phase de vol particulière. De préférence, ladite phase de vol particulière de l'aéronef est une phase de vol pour laquelle l'effort appliqué sur ledit élément stabilisateur est très élevé et est supérieur à un seuil d'effort qui correspond à un pourcentage prédéterminé d'un effort maximal dudit élément stabilisateur. Ainsi, grâce à la présente
25 invention, on réduit les efforts élevés (maximaux) qui sont susceptibles d'être appliqués à l'élément stabilisateur, ce qui permet de réduire le dimensionnement et la masse de ce dernier.

Dans une seconde variante de réalisation, on commande avec retard un second desdits éléments de gouverne qui engendre un effort sur

ledit élément stabilisateur qui est plus élevé que l'effort engendré par un premier élément de gouverne pour un même angle de braquage desdits premier et second éléments de gouverne.

5 Dans un mode de réalisation préféré de la présente invention, on définit :

- un premier mode de commande, pour lequel on commande de manière identique les (au moins) deux éléments de gouverne ; et
- un second mode de commande, pour lequel on commande de manière différenciée les (au moins) deux éléments de gouverne,

10 et, pendant tout le vol de l'aéronef, on met en œuvre ledit premier mode de commande, à l'exception de ladite phase de vol particulière pour laquelle on met en œuvre ledit second mode de commande.

Ce mode de réalisation préféré permet :

- 15 – d'une part, de limiter les efforts appliqués à l'élément stabilisateur, en mettant en œuvre, lorsque cela s'avère nécessaire, ledit second mode de commande, pour lequel on commande essentiellement, ou même exclusivement selon les situations, l'élément de gouverne qui engendre l'effort le plus faible sur ledit élément stabilisateur ; et
- 20 – d'autre part, de réduire la fatigue et le vieillissement desdits éléments de gouverne, en mettant toujours en œuvre en fonctionnement normal et habituel (donc hormis la phase de vol particulière précitée et explicitée ci-dessous à partir d'exemples de réalisation particuliers de l'invention) ledit premier mode de commande, pour lequel les éléments de gouverne sont commandés de manière identique, ce qui permet de répartir sur l'ensemble desdits éléments de gouverne les différents efforts
- 25 et ainsi de réduire la fatigue correspondante.

Dans un premier mode de réalisation, pour un élément stabilisateur correspondant à un stabilisateur horizontal, et une gouverne comportant au moins un élément de gouverne interne et un élément de gouverne

externe (par rapport à l'axe longitudinal de l'aéronef), on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité ledit élément de gouverne interne, lorsque l'un des cas suivants se présente :

- 5 – l'aéronef est centré vers l'avant et la gouverne est braquée vers le haut ;
- l'aéronef est centré vers l'arrière et les conditions suivantes sont simultanément vérifiées :
 - a) le sens de braquage souhaité de la gouverne s'oppose au mouvement
 - 10 de l'aéronef ;
 - b) la valeur absolue du facteur de charge de l'aéronef est supérieure à une valeur prédéterminée ; et
 - c) l'aéronef est en configuration lisse.

Dans ce cas, avantageusement :

- 15 – la condition a) est vérifiée, lorsque le signe du produit du facteur de charge vertical et de l'angle de braquage est positif ; et/ou
- la condition b) est vérifiée, de préférence, lorsque le facteur de charge vertical est supérieur à $+1,5\text{ g}$ ou inférieur à $-0,5\text{ g}$, g étant l'accélération de la pesanteur ; et/ou
- 20 – la condition c) est vérifiée, lorsqu'aucun dispositif sustentateur usuel de l'aéronef n'est activé.

Par ailleurs, dans un second mode de réalisation, pour un élément stabilisateur correspondant à une dérive, et une gouverne comportant au moins un élément de gouverne supérieur et un élément de gouverne inférieur, on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité ledit élément de gouverne inférieur, lorsque le produit $F_{\delta} \cdot F_{\beta}$ est inférieur à zéro, F_{δ} et F_{β} étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive en raison respectivement du braquage de la gouverne et du dérapage.

En outre, en variante ou en complément, pour un élément stabilisateur correspondant à une dérive, et une gouverne comportant au moins un élément de gouverne supérieur et un élément de gouverne inférieur, on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande
5 en priorité ledit élément de gouverne supérieur, lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées simultanément :

- le produit $F\delta.F\beta$ est supérieur à zéro, $F\delta$ et $F\beta$ étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive en raison respectivement du braquage de la gouverne et du dérapage ; et
- 10 – la valeur absolue de l'angle de dérapage est supérieure à une valeur prédéterminée, par exemple à la moitié de la valeur absolue de l'angle de braquage de la gouverne.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, on réalise ladite gouverne sous forme d'au moins trois éléments de gouverne
15 commandables et on commande lesdits éléments de gouverne par groupes de priorité, chacun desdits groupes de priorité comportant à chaque fois au moins un élément de gouverne.

Selon l'invention, tous les types de commande possibles sont envisageables dans ce cas : par exemple commander tous les éléments de
20 gouverne séparément selon un ordre de priorité particulier, commander uniquement un élément de gouverne dans ledit second mode de commande, ou en commander deux, ...

Par ailleurs, avantageusement, on applique des filtrages aux commandes desdits éléments de gouverne et on applique des filtrages différents aux commandes respectivement desdits différents éléments de
25 gouverne.

La présente invention concerne également un système de commande électrique d'une gouverne d'aéronef, du type comportant :

- une unité de commande qui comprend au moins un organe de commande susceptible d'être actionné par un pilote et qui délivre un ordre de braquage global représentatif au moins de l'action exercée par le pilote sur ledit organe de commande ; et
- 5 – un actionneur qui déplace ladite gouverne en fonction d'un ordre de braquage reçu.

Selon l'invention, ledit système est remarquable en ce que :

- ladite gouverne comporte au moins deux éléments de gouverne, chacun desdits éléments de gouverne étant monté rotatif autour d'un axe pour
10 pouvoir prendre n'importe quel angle de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement ;
- ledit actionneur comporte au moins deux moyens d'actionnement, chacun desdits moyens d'actionnement étant associé à l'un desdits éléments de gouverne et étant susceptible de déplacer ledit élément de
15 gouverne associé en fonction d'un ordre de braquage individuel reçu ; et
- ledit système comporte de plus :
 - . des premiers moyens pour déterminer une phase de vol particulière de l'aéronef ; et
 - 20 . des seconds moyens qui sont agencés entre ladite unité de commande et lesdits moyens d'actionnement et qui, lorsque ladite phase de vol particulière est déterminée par lesdits premiers moyens, engendrent, en fonction de l'ordre de braquage global reçu de l'unité de commande, des ordres de braquage individuels différenciés pour
25 lesdits moyens d'actionnement, par exemple, de manière à commander en priorité l'élément de gouverne qui engendre l'effort le plus faible sur ledit élément stabilisateur.

De façon avantageuse, lesdits premiers moyens comportent des capteurs pour mesurer les valeurs de différents paramètres, et une unité

de calcul pour déterminer, à partir des valeurs mesurées par lesdits capteurs, ladite phase de vol particulière. Comme de tels capteurs existent déjà, en général, sur la plupart des aéronefs, et notamment sur les avions de transport, le système conforme à l'invention est simple à réaliser et peu coûteux.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un système de commande conforme à l'invention.

La figure 2 montre un avion de transport auquel on applique, à titre d'exemple, un système de commande conforme à l'invention.

La figure 3 montre une gouverne de direction montée sur une dérive et réalisée conformément à un mode de réalisation particulier de l'invention.

La figure 4 montre des gouvernes montées sur des stabilisateurs horizontaux et réalisées conformément à un mode de réalisation particulier de l'invention.

La figure 5 est une vue agrandie d'une partie de la figure 4 montrant une gouverne montée sur un stabilisateur horizontal.

Le système de commande électrique 1, conforme à la présente invention et représenté sur la figure 1, est destiné à l'actionnement d'une gouverne 2 d'un aéronef 3, qui est montée sur un élément stabilisateur 4 représenté partiellement dudit aéronef 3.

Comme on peut le voir à l'exemple d'un avion de transport 3 représenté sur la figure 2, ladite gouverne 2 peut être, dans le cadre de la présente invention, notamment :

- une gouverne de direction 2A qui est montée sur une dérive 4A (élément stabilisateur) ;

- l'une des gouvernes de profondeur 2B, 2C qui sont montées sur des stabilisateurs horizontaux 4B, 4C (éléments stabilisateurs) prévus à l'arrière de l'avion 3 au niveau de la queue 5 ; et
- l'une des gouvernes latérales 2D, 2E qui sont prévues sur les ailes 4D, 4E (éléments stabilisateurs) de l'avion 3, munies de moteurs 7.

Ledit système de commande électrique 1 est du type connu, comportant :

- une unité de commande 9 qui comprend :
 - un organe de commande 10, par exemple un palonnier ou un mini-manche, qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'aéronef, et qui est associé à un transducteur 11 délivrant un ordre électrique de commande (relatif au braquage de la gouverne 2) représentatif de l'actionnement dudit organe de commande 10 ; et
 - un moyen de calcul 12 qui est relié par une liaison 8 audit transducteur 11 et qui délivre un ordre de braquage global représentatif, au moins, de l'action exercée par le pilote sur ledit organe de commande 10 ; et
- un actionneur 13 qui déplace ladite gouverne 2, en fonction d'un ordre de braquage reçu.

Selon l'invention :

- ladite gouverne 2 comporte au moins deux éléments de gouverne 14, 15, 16, chacun desdits éléments de gouverne 14, 15, 16 étant monté rotatif dans les deux sens autour d'un axe Z-Z de la façon symbolisée par une double flèche F pour pouvoir prendre n'importe quel angle de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement. Comme illustré par des tirets entre les éléments de gouverne 15 et 16 sur la figure 1, ladite gouverne 2 peut prendre selon l'invention un nombre \underline{n} quelconque (deux, trois, quatre, ...) d'éléments de gouverne, \underline{n} étant un entier supérieur ou égal à 2 ;

- ledit actionneur 13 comporte au moins deux moyens d'actionnement 17, 18, 19, chacun desdits moyens d'actionnement 17, 18, 19 étant associé à l'un desdits éléments de gouverne 14, 15, 16 et étant susceptible de déplacer ledit élément de gouverne associé en fonction d'un ordre de braquage individuel reçu ; et
- ledit système 1 comporte de plus :
 - des moyens 20 pour déterminer au moins une phase de vol particulière de l'aéronef, précisée ci-dessous ; et
 - des moyens 21 qui sont reliés par des liaisons 22 et 23 respectivement à ladite unité de commande 9 et auxdits moyens 20 et qui, lorsque ladite phase de vol particulière est déterminée par lesdits moyens 20, engendrent, en fonction de l'ordre de braquage global reçu de l'unité de commande 9, des ordres de braquage individuels différenciés pour lesdits moyens d'actionnement 17, 18, 19.

Dans une première variante de réalisation préférée, lesdits moyens 21 engendrent des ordres de braquage individuels différenciés de manière à commander en priorité l'élément de gouverne qui engendre sur ledit élément stabilisateur 4 l'effort le plus faible. Lesdits moyens 21 sont reliés, à cet effet, par une liaison 24 multiple, auxdits moyens d'actionnement 17, 18, 19.

Selon l'invention, ladite phase de vol particulière de l'aéronef 3, déterminée par les moyens 20, est une phase de vol (cas de vol, centrage, manœuvre, ...) pour laquelle l'effort E_{eff} appliqué sur ledit élément stabilisateur 4 est supérieur à un seuil d'effort E_{lim} qui correspond à un pourcentage prédéterminé, par exemple 90%, d'un effort maximal E_{max} connu dudit élément stabilisateur 4.

Ainsi, comme grâce à l'invention, on commande (au moins) dans ladite phase de vol particulière l'élément de gouverne permettant d'engendrer l'effort le plus faible sur l'élément stabilisateur 4, on limite les efforts

maximaux qui sont appliqués audit élément stabilisateur 4, ce qui permet de réduire le dimensionnement et la masse de ce dernier.

En outre, comme on prévoit au moins deux actionneurs 17, 18, 19 pour déplacer la gouverne 2 (un actionneur 17, 18, 19 par élément de gouverne 14, 15, 16 de ladite gouverne 2), on peut utiliser des actionneurs 17, 18, 19 moins puissants, et donc moins encombrants, moins lourds et surtout moins coûteux.

Dans une seconde variante de réalisation, le système de commande 1 conforme à l'invention commande avec retard un second desdits éléments de gouverne qui engendre un effort sur ledit élément stabilisateur 4 qui est plus élevé que l'effort engendré par un premier élément de gouverne (commandé en premier) pour un même angle de braquage desdits premier et second éléments de gouverne.

Dans un mode de réalisation préféré, on prévoit :

- 15 – un premier mode de commande, pour lequel les moyens 21 commandent de manière identique les (au moins) deux éléments de gouverne 14, 15, 16, via lesdits actionneurs 17, 18, 19 ; et
- un second mode de commande, pour lequel les moyens 21 commandent de manière différenciée les (au moins) deux éléments de gouverne 20 14, 15, 16, via lesdits actionneurs 17, 18, 19.

De plus, lesdits moyens 21 mettent en œuvre ledit premier mode de commande pendant tout le vol de l'aéronef 3, à l'exception de ladite phase de vol particulière pour laquelle ils mettent en œuvre ledit second mode de commande.

25 Ce mode de réalisation préféré permet :

- d'une part, de limiter les efforts appliqués à l'élément stabilisateur 4, en mettant en œuvre, lorsque cela s'avère nécessaire, ledit second mode de commande, pour lequel on commande prioritairement (c'est-à-dire essentiellement, ou même exclusivement selon les situations), parmi

lesdits éléments de gouverne 14, 15, 16, l'élément de gouverne qui engendre l'effort le plus faible sur ledit élément stabilisateur 4 ; et

- d'autre part, de réduire la fatigue et le vieillissement desdits éléments de gouverne 14, 15, 16, en mettant toujours en œuvre en fonctionnement normal et habituel (donc hormis la phase de vol particulière précitée et explicitée ci-dessous à partir d'exemples de réalisation particuliers de l'invention) ledit premier mode de commande, pour lequel les éléments de gouverne 14, 15, 16 sont commandés de manière identique, ce qui permet de répartir sur l'ensemble desdits éléments de gouverne 14, 15, 16 les différents efforts et ainsi de réduire la fatigue et l'usure de ces éléments de gouverne 14, 15, 16.

Par ailleurs, lesdits moyens 20 comportent :

- un ensemble de capteurs C1, ..., Cp, p étant un entier, pour mesurer les valeurs de différents paramètres précisés ci-dessous ; et
- une unité de calcul 25 qui est reliée par des liaisons ℓ_1, \dots, ℓ_p respectivement auxdits capteurs C1, ..., Cp, pour déterminer, à partir des valeurs mesurées par lesdits capteurs C1, ..., Cp, ladite phase de vol particulière.

On notera que les différents éléments de gouverne 14, 15, 16 d'une gouverne 2 peuvent être agencés de manière à tourner autour d'un seul et même axe Z-Z, comme représenté sur la figure 1. Mais il est bien entendu également possible que chaque élément de gouverne tourne autour d'un axe particulier différent des axes des autres éléments de gouverne.

En outre, selon l'invention, lorsque la gouverne 2 comporte au moins trois éléments de gouverne 14, 15, 16 (comme cela est par exemple représenté sur la figure 2 pour les gouvernes latérales 2D et 2E qui comprennent chacune les trois éléments de gouverne 14D, 15D, 16D et

14E, 15E, 16E, respectivement), tous les types de commande possibles sont envisageables.

On se réfère à présent au mode de réalisation particulier représenté partiellement sur la figure 3, pour lequel l'élément stabilisateur correspondant à la dérive 4A, et la gouverne 2A comporte un élément de gouverne supérieur 14A et un élément de gouverne inférieur 15A, agencés verticalement l'un au-dessus de l'autre.

Dans ce mode de réalisation, il apparaît deux phases de vol particulières, pour lesquelles le système 1 met en œuvre ledit second mode de commande, c'est-à-dire pour lesquelles les éléments de gouverne 14A, 15A sont commandés de façon différenciée et l'élément de gouverne qui engendre l'effort le plus réduit sur la dérive 4A est commandé en priorité. Le braquage différencié des deux éléments de gouverne 14A, 15A doit permettre de modifier le bras de l'effort résultant sur la dérive 4A et de réduire ainsi le moment de flexion et donc l'enveloppe des charges en flexion. Or, dans ce mode de réalisation, l'élément de gouverne prioritaire n'est pas le même pour les deux phases de vol particulières.

En effet, premièrement, selon l'invention, le système 1 met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité l'élément de gouverne inférieur 15A (pour diminuer la flexion de la dérive 4A), lorsque le produit $F\delta.F\beta$ est inférieur à zéro, $F\delta$ et $F\beta$ étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive 4A en raison respectivement du braquage de la gouverne et du dérapage. Bien entendu, les moyens 20 comportent deux capteurs C_i et C_{i+1} (non représentés spécifiquement) pour mesurer le dérapage β et le braquage δ , et l'unité de calcul 25 calcule, à partir de ces valeurs, le signe du produit $F\delta.F\beta$ et le compare à zéro, pour déterminer ladite phase de vol particulière.

Deuxièmement, selon l'invention, le système 1 met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité l'élé-

ment de gouverne supérieur 14A, lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées simultanément :

- le produit $F\delta.F\beta$ est supérieur à zéro, $F\delta$ et $F\beta$ étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive 4A en raison respectivement du braquage de la gouverne et du dérapage ; et
- la valeur absolue de l'angle de dérapage est supérieure à une valeur prédéterminée, par exemple à la moitié de la valeur absolue de l'angle de braquage de la gouverne.

Par ailleurs, le mode de réalisation particulier représenté sur les figures 4 et 5 prévoit, comme élément stabilisateur, le stabilisateur horizontal 4B, et une gouverne 2B comportant deux éléments de gouverne 14B, 15B, à savoir un élément de gouverne interne 14B (par rapport à l'axe longitudinal de l'aéronef 3) et un élément de gouverne externe 15B.

Selon l'invention, ledit système 1 met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité l'élément de gouverne interne 14B qui engendre l'effort le plus réduit sur ledit stabilisateur horizontal 4B, lorsque l'un des cas A/ et B/ suivants se présente :

A/ l'aéronef 3 est centré vers l'avant et la gouverne 2B est braquée vers le haut ;

B/ l'aéronef 3 est centré vers l'arrière et les conditions suivantes sont simultanément vérifiées :

- a) le sens de braquage souhaité de la gouverne 2B s'oppose au mouvement de l'aéronef 3 ;
- b) la valeur absolue du facteur de charge de l'aéronef 3 est supérieure à une valeur prédéterminée ; et
- c) l'aéronef 3 est en configuration lisse.

Plus précisément, selon l'invention :

- la condition a) est vérifiée, lorsque le signe du produit du facteur de charge vertical et de l'angle de braquage est positif ;

- la condition b) est vérifiée, lorsque le facteur de charge vertical est supérieur à $+1,5\text{ g}$ ou inférieur à $-0,5\text{ g}$, g étant l'accélération de la pesanteur ; et
- la condition c) est vérifiée, lorsqu'aucun dispositif sustentateur usuel, non représenté, de l'aéronef n'est activé.

Les moyens 20 comportent des capteurs appropriés pour mesurer les paramètres précédents.

En outre, on utilise la valeur de l'angle de calage du stabilisateur horizontal 4B (angle formé entre l'axe longitudinal de l'aéronef 3 et ledit stabilisateur horizontal 4B) pour discriminer les cas de "centrage avant" des cas de "centrage arrière". Ce calage, lorsque l'aéronef 3 est en vol stabilisé en palier, est représentatif du centrage de l'aéronef 3. Par exemple, on peut dire que pour des angles de calage inférieurs à $-1,5^\circ$, on a un centrage avant et, pour des angles de calage supérieurs à $-1,5^\circ$, on a un centrage arrière. Le signe de cet angle est tel que, pour un stabilisateur horizontal 4B dont la partie avant est dirigée vers le bas, l'angle de calage est négatif, et si la partie avant est dirigée vers le haut, l'angle de calage est positif. Lors d'un centrage avant, le centre de gravité de l'aéronef 3 est situé vers l'avant de l'aéronef 3 alors que, lors d'un centrage arrière, le centre de gravité de l'aéronef 3 est situé vers l'arrière de cet aéronef 3.

On notera que l'utilisation de l'élément de gouverne interne 14B permet de diminuer le bras de levier appliqué à l'effort aérodynamique subi pour le stabilisateur horizontal 4B et ainsi diminuer le moment de flexion.

Par ailleurs, on applique des filtrages aux commandes desdits éléments de gouverne 14, 15, 16 et on applique des filtrages différents aux commandes respectivement desdits différents éléments de gouverne 14, 15, 16.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de commande d'une gouverne (2) d'un aéronef (3), qui est montée sur un élément stabilisateur (4) dudit aéronef (3), caractérisé en ce que l'on réalise ladite gouverne (2) sous forme d'au moins deux éléments de gouverne commandables (14, 15, 16), chacun desdits éléments de gouverne (14, 15, 16) étant monté rotatif autour d'un axe (Z-Z) pour pouvoir prendre n'importe quel angle de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement, conformément à une commande, et en ce que lesdits éléments de gouverne (14, 15, 16) sont susceptibles d'être commandés de façon différenciée.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que, pour au moins une phase de vol particulière de l'aéronef (3), on commande en priorité un premier desdits éléments de gouverne (14, 15, 16) qui engendre un effort sur ledit élément stabilisateur (4) qui est plus faible que l'effort engendré par le second élément de gouverne pour un même angle de braquage desdits premier et second éléments de gouverne.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que ladite phase de vol particulière de l'aéronef (3) est une phase de vol pour laquelle l'effort appliqué sur ledit élément stabilisateur (4) est supérieur à un seuil d'effort qui correspond à un pourcentage prédéterminé d'un effort maximal dudit élément stabilisateur (4).

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que l'on définit :

- un premier mode de commande, pour lequel on commande de manière identique les deux éléments de gouverne (14, 15, 16) ; et
- un second mode de commande, pour lequel on commande de manière différenciée les deux éléments de gouverne (14, 15, 16),

et en ce que, pendant tout le vol de l'aéronef (3), on met en œuvre ledit premier mode de commande, à l'exception de ladite phase de vol particulière pour laquelle on met en œuvre ledit second mode de commande.

5. Procédé selon la revendication 1,

5 caractérisé en ce que l'on commande avec retard un second desdits éléments de gouverne (14, 15, 16) qui engendre un effort sur ledit élément stabilisateur (4) qui est plus élevé que l'effort engendré par un premier élément de gouverne pour un même angle de braquage desdits premier et second éléments de gouverne.

10 6. Procédé selon la revendication 4,

caractérisé en ce que, pour un élément stabilisateur correspondant à un stabilisateur horizontal (4B), et une gouverne (2B) comportant au moins un élément de gouverne interne (14B) et un élément de gouverne externe (15B), on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on
15 commande en priorité ledit élément de gouverne interne (14B), lorsque l'un des cas suivants se présente :

– l'aéronef (3) est centré vers l'avant et la gouverne (2B) est braquée vers le haut ;

– l'aéronef (3) est centré vers l'arrière et les conditions suivantes sont
20 vérifiées simultanément :

a) le sens de braquage souhaité de la gouverne (2B) s'oppose au mouvement de l'aéronef (3) ;

b) la valeur absolue du facteur de charge de l'aéronef (3) est supérieure à une valeur prédéterminée ; et

25 c) l'aéronef (3) est en configuration lisse.

7. Procédé selon la revendication 6,

caractérisé en ce que ladite condition a) est vérifiée, lorsque le signe du produit du facteur de charge vertical et de l'angle de braquage est positif.

8. Procédé selon l'une des revendications 6 et 7, caractérisé en ce que ladite condition b) est vérifiée, lorsque le facteur de charge vertical vérifie l'une des conditions suivantes :

– être supérieur à + 1,5 g,

5 – être inférieur à -0,5 g,

g étant l'accélération de la pesanteur.

9. Procédé selon l'une des revendications 6 à 8, caractérisé en ce que ladite condition c) est vérifiée, lorsqu'aucun dispositif sustentateur de l'aéronef (3) n'est activé.

10 10. Procédé selon la revendication 4,

caractérisé en ce que, pour un élément stabilisateur correspondant à une dérive (4A), et une gouverne (2A) comportant au moins un élément de gouverne supérieur (14A) et un élément de gouverne inférieur (15A), on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande
15 en priorité ledit élément de gouverne inférieur (15A), lorsque le produit $F\delta.F\beta$ est inférieur à zéro, $F\delta$ et $F\beta$ étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive (4A) en raison respectivement du braquage de la gouverne (2A) et du dérapage.

11. Procédé selon l'une des revendications 4 et 10,
20 caractérisé en ce que, pour un élément stabilisateur correspondant à une dérive (4A), et une gouverne (2A) comportant au moins un élément de gouverne supérieur (14A) et un élément de gouverne inférieur (15A), on met en œuvre ledit second mode de commande pour lequel on commande en priorité l'élément de gouverne supérieur (14A), lorsque les deux condi-
25 tions suivantes sont vérifiées simultanément :

– le produit $F\delta.F\beta$ est supérieur à zéro, $F\delta$ et $F\beta$ étant les forces aérodynamiques qui sont exercées sur ladite dérive (4A) en raison respectivement du braquage de la gouverne (2A) et du dérapage ; et

- la valeur absolue de l'angle de dérapage est supérieure à une valeur prédéterminée.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

5 caractérisé en ce que l'on réalise ladite gouverne (2) sous forme d'au moins trois éléments de gouverne commandables (14, 15, 16) et en ce que l'on commande lesdits éléments de gouverne (14, 15, 16) par groupes de priorité, chacun desdits groupes de priorité comportant à chaque fois au moins un élément de gouverne.

10 13. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que l'on applique des filtrages aux commandes desdits éléments de gouverne (14, 15, 16), et en ce que l'on applique des filtres différents aux commandes respectivement desdits différents éléments de gouverne (14, 15, 16).

14. Système de commande électrique d'une gouverne d'aéronef, comportant :

– une unité de commande (9) qui comprend au moins un organe de commande (10) susceptible d'être actionné par un pilote et qui délivre
20 un ordre de braquage global représentatif au moins de l'action exercée par le pilote sur ledit organe de commande (10) ; et

– un actionneur (13) qui déplace ladite gouverne (2) en fonction d'un ordre de braquage reçu,

caractérisé en ce que :

25 – ladite gouverne (2) comporte au moins deux éléments de gouverne (14, 15, 16), chacun desdits éléments de gouverne (14, 15, 16) étant monté rotatif autour d'un axe (Z-Z) pour pouvoir prendre n'importe quel angle de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement ;

- ledit actionneur (13) comporte au moins deux moyens d'actionnement (17, 18, 19), chacun desdits moyens d'actionnement (17, 18, 19) étant associé à l'un desdits éléments de gouverne (14, 15, 16) et étant susceptible de déplacer ledit élément de gouverne associé (14, 15, 16) en fonction d'un ordre de braquage individuel reçu ; et
- ledit système (1) comporte de plus :
 - des premiers moyens (20) pour déterminer une phase de vol particulière de l'aéronef ; et
 - des seconds moyens (21) qui sont agencés entre ladite unité de commande (9) et lesdits moyens d'actionnement (17, 18, 19) et qui, lorsque ladite phase de vol particulière est déterminée par lesdits premiers moyens (20), engendrent, en fonction de l'ordre de braquage global reçu de l'unité de commande (9), des ordres de braquage individuels différenciés pour lesdits moyens d'actionnement (17, 18, 19).

15. Système selon la revendication 14, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens (20) comportent des capteurs (C1, Cp) pour mesurer les valeurs de différents paramètres et une unité de calcul (25) pour déterminer, à partir des valeurs mesurées par lesdits capteurs (C1, Cp), ladite phase de vol particulière.

16. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte un système de commande (1) tel que celui spécifié sous l'une des revendications 14 et 15.

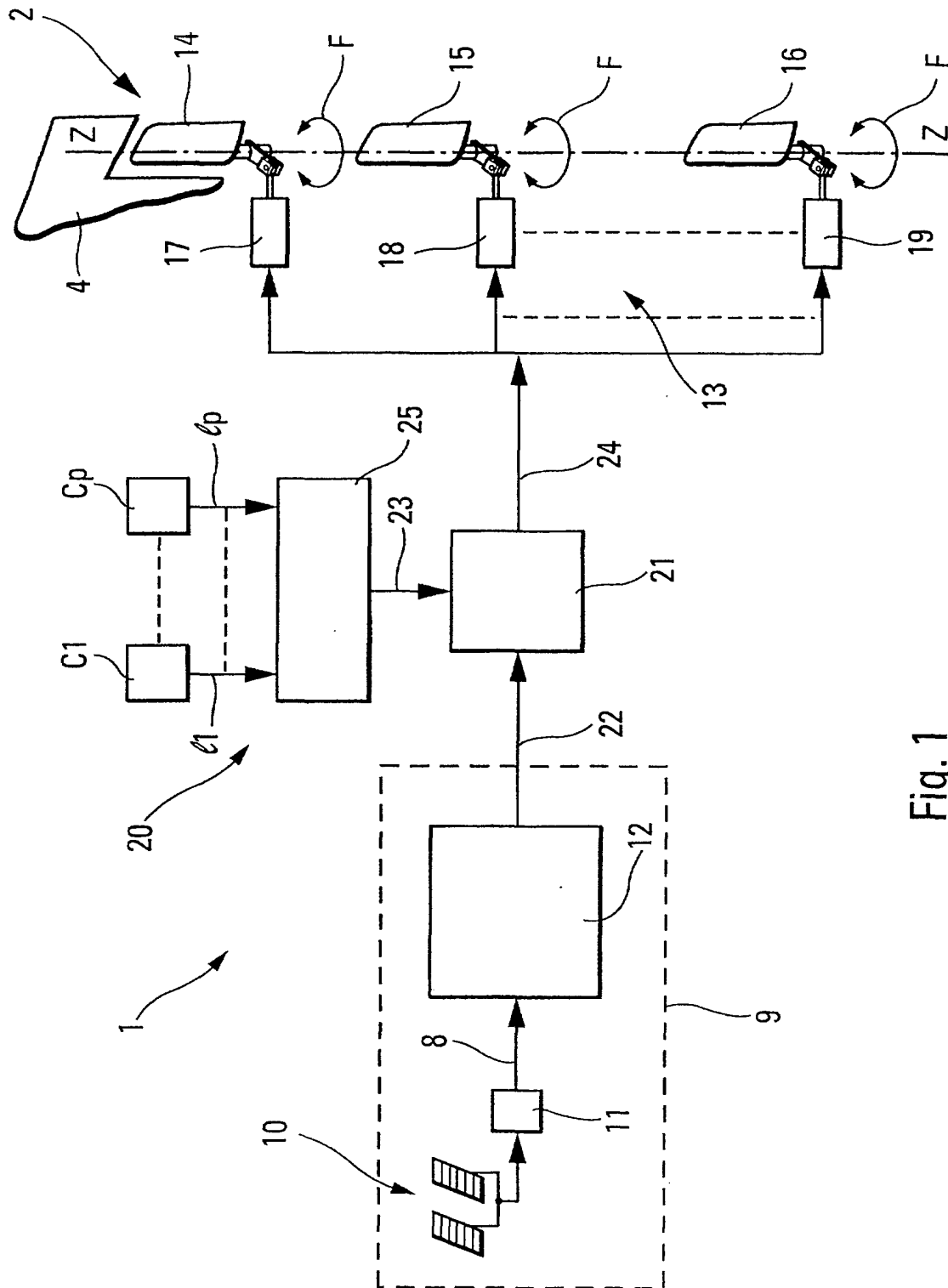


Fig. 1

2/3

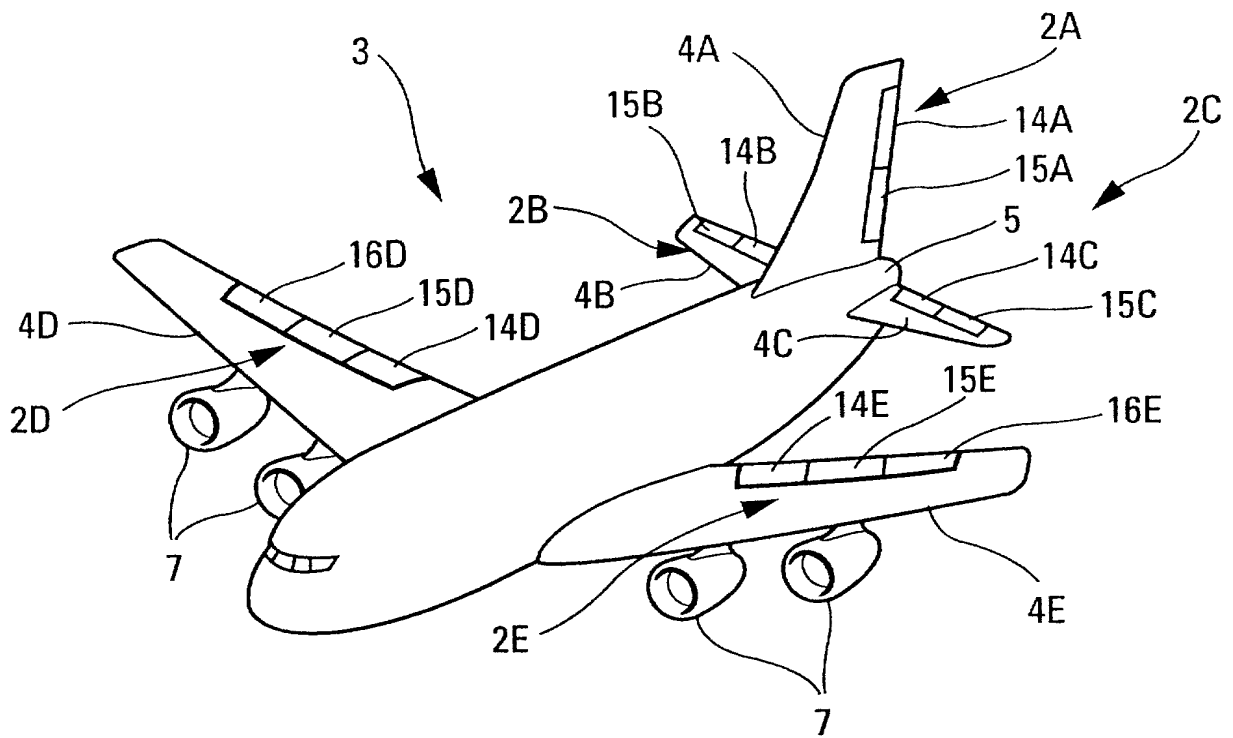


Fig. 2

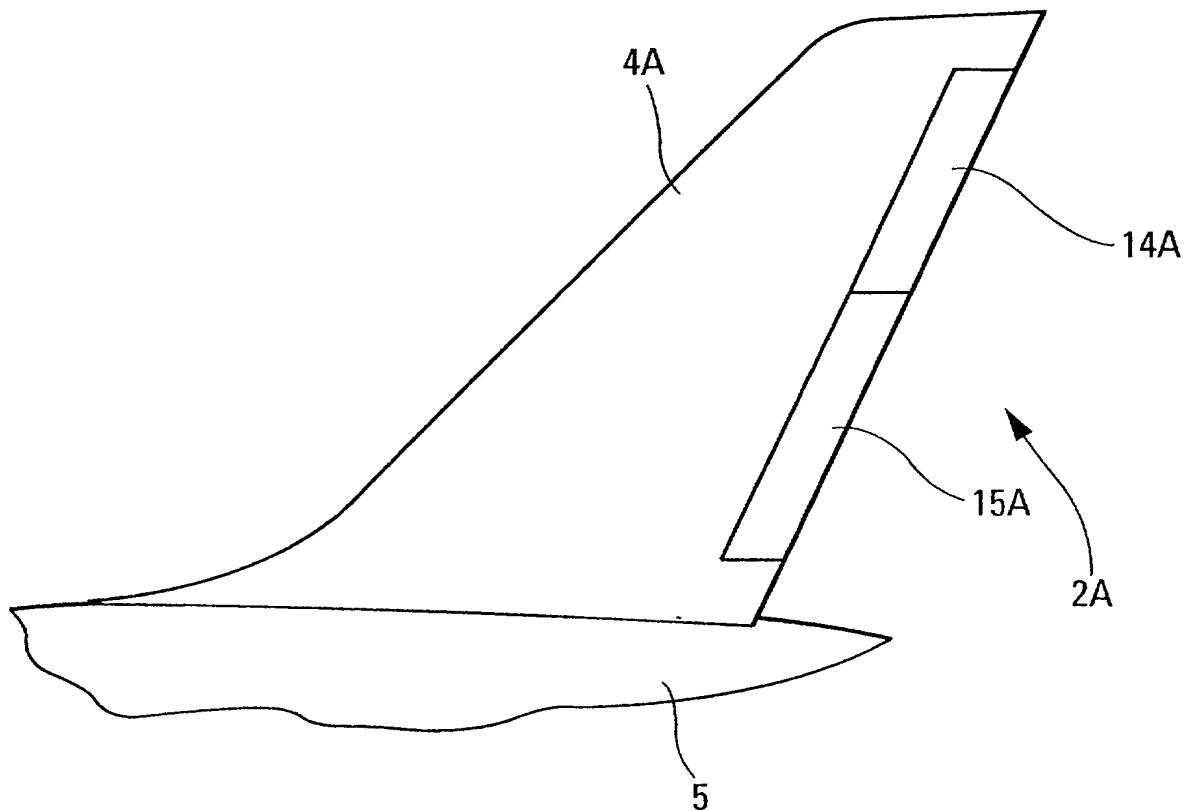


Fig. 3

3/3

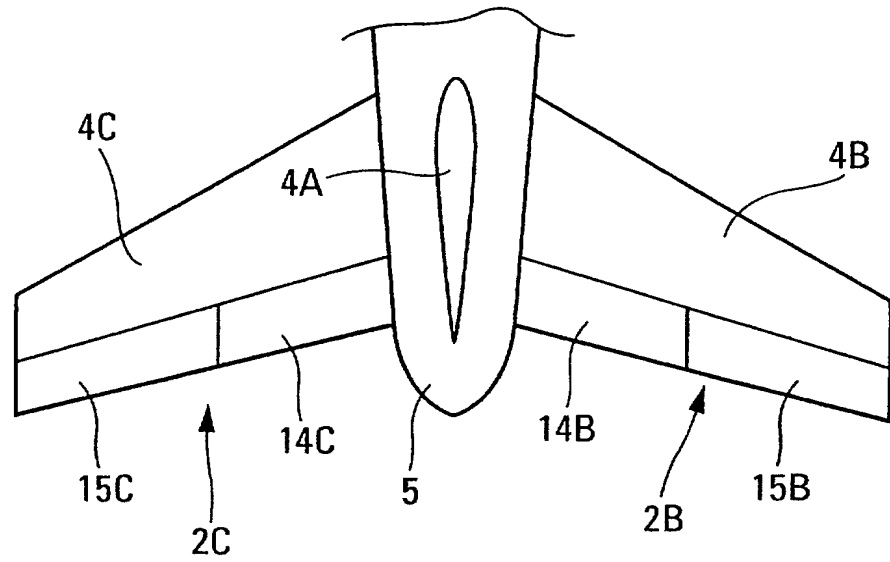


Fig. 4

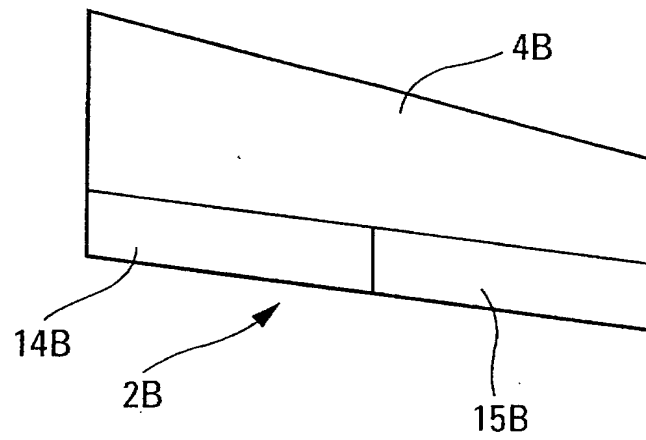


Fig. 5

**BREVET D'INVENTION****CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11235*03

DÉPARTEMENT DES BREVETS

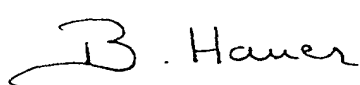
26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1../1..(À fournir dans le cas où les demandeurs et
les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 @ W / 270601

Vos références pour ce dossier (facultatif)		AF-725
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0300512
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)		
Procédé et système de commande d'une gouverne d'aéronef.		
LE(S) DEMANDEUR(S) :		
AIRBUS France		
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :		
1	Nom	VAN DE KREEKE
	Prénoms	Marc
Adresse	Rue	8, Place de la Commanderie
	Code postal et ville	31490 LEGUEVIN
Société d'appartenance (facultatif)		
2	Nom	CASSEIN
	Prénoms	Guillaume
Adresse	Rue	2, Impasse Camille Claudel Résidence Le Pré Saint-Martin - Bât. A1 - Apt. 26
	Code postal et ville	31300 TOULOUSE
Société d'appartenance (facultatif)		
3	Nom	
	Prénoms	
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.		
DATE ET SIGNATURE(S) DU (DES) DEMANDEUR(S) OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		
le 21 janvier 2003 Mandataire "CPI brevet" :  Bernard HAUER 98-0504 (B)		

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique, aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire.
Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

